بهینه‌سازی شبه‌سه‌بعدی یک مرحلهٔ کمپرسور محوری به‌کمک الگوریتم ژنتیک ترکیبی *

محسن سرگلزایی[۱] ابوالقاسم مسگرپور طوسی [۲] رسول عسکری[۳]

چکیده *هدف اصلی از طراحی کمپرسور افزایش بازده، نسبت افزایش فشار و کاهش وزن می‌باشد. این سه پارامتر به‌عنوان تابع هدف استفاده شده‌اند و با توجه به روش طراحی اتخاذ شده، محاسبه می‌شوند. در مقالهٔ حاضر طراحی با به‌کارگیری روش شبه‌سه‌بعدی انجام شده است. طراحی واقعی نیازمند قیدهای طراحی متناسب با فیزیک جریان است تا از به‌دست آوردن جواب‌های غیرمنطقی جلوگیری شود. برخی قیدها به‌منظور الزامات طراح به مسأله تحمیل می‌گردد. از الگوریتم ژنتیک ترکیبی با توجه به مزایایش در فضاهای پیچیده و غیرخطی برای بهینه‌سازی استفاده شده است. توزیع شعاعی چند پارامتر در نهایت بررسی می‌شود.*

واژه‌های کلیدی بهینه‌سازی، کمپرسور محوری، الگوریتم ژنتیک ترکیبی، طراحی شبه‌سه‌بعدی.

Optimization of one Stage Axial Compressor by using Quasi-Three Dimensional Design and Hybrid Genetic Algorithm

M. Sargolzaie A. Mesgarpour Tousi R. Askari

Abstract The *main design objective of axial compressor is the efficiency increasing, pressure ratio and weight loss. These three parameters are used as an objective function and they are computed according to adopted design procedures. In this paper, a design method is presented that named quasi-three-dimensional. Physical flow conditions are applied to design by some constraints to avoid irrational results. Some of these constraints help designer to impose considered requirements. In this paper, Hybrid Genetic Algorithm (HGA) is used for achieving the best design parameters that they construct a complex and non-linear design space. The radial distribution of several parameters is evaluated*.

Key Words Optimization, Axial Compressor, Hybrid Genetic Algorithm, Quasi-Three Dimensional Design.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/۸/۱ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/٤/۲۱ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا.

(۲) نویسندهٔ مسئول، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر. tousi@aut.ac.ir

(۳) دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف.

مقدمه

طراحی اولیه کمپرسور براساس معادلات یک‌بعدی می‌باشد. واضح است که چنین معادلاتی باعث نادیده گرفته شدن بسیاری از پدیده‌های موجود در جریان می‌شود؛ اما برای داشتن تخمین اولیهٔ مناسب در محاسبات طراحی همواره این روش یک روش کارآمد بوده است. با توجه به دیده نشدن برخی پدیده‌ها در طراحی یک‌بعدی و هم‌چنین زمان‌بر بودن حل عددی معادلات سه‌بعدی، معمولاً در بهینه‌سازی از روش‌های دیگری مانند استفاده از شبکهٔ عصبی و یا معادلات طراحی شبه‌سه‌بعدی استفاده می‌شود.

در سال ۱۹۹۹ لی و همکاران [1] شروع به استفاده از الگوریتم ژنتیک در بهینه‌سازی چند متغیرهٔ کسکید کمپرسور کردند. تابع هدفی که آن‌ها فرض نمودند، شامل افزایش نسبت فشار و افزایش زاویهٔ چرخش جریان و کاهش اتلاف کلی در کسکید با فرض سرعت ورودی پایین در شرایط جریان ورودی ثابت بود. آن‌ها از الگوریتم چند متغیرهٔ ژنتیک به‌همراه شبیه‌سازی تبرید برای به‌دست آوردن نقاط بهینه استفاده نمودند. در سال ۲۰۰۰ کیم و لی [2] روی بهینه‌سازی پره‌های یک مرحله کمپرسور محوری به‌همراه یک حل‌کنندهٔ سه‌بعدی معادلات نویر–استوکس کار نمودند. در این کار شکل پره به‌عنوان پارامتر متغیر در نظر گرفته شده و هدف بهینه نمودن بازده بود . در سال ۲۰۰۵ چِن و همکارانش [3] روی بهینه‌سازی یک مرحله کمپرسور محوری به‌صورت چند متغیره کار کردند. در این کار سه پارامتر کاهش وزن، کاهش اتلاف کلی و افزایش ضریب فشار به‌عنوان تابع هدف در نظر گرفته شد. این بهینه‌سازی با فرض ثابت بودن شکل ایرفویل و متغیر بودن مشخصات جریان در طراحی یک‌بعدی کمپرسور انجام شد. در سال ۲۰۰۵ چِن و همکارانش [4] به مطالعه در زمینهٔ بهینه نمودن طراحی آیرودینامیک پره کمپرسور پرداختند. در آن مقاله از روش مبتنی بر گرادیان ریاضی برای بهینه کردن پره سه‌بعدی استفاده شده است. در آن روش با مدل نمودن پره توسط سه توزیع منحنی و تعیین برخی پارامترهای تأثیرگذار و حل نمودن معادلات نویر–استوکس لزج، مقطع عرضی بهینه پره محاسبه شده است. در سال ۲۰۰۶ کِسکین و بِستلی [5] به بررسی سیکل طراحی و بهینه‌سازی کمپرسور محوری پرداختند. در سال ۲۰۰۸ مِنجیستو و قالی [6] به بررسی کاربرد الگوریتم‌های تکاملی و شبکهٔ عصبی مصنوعی بر روی آیرودینامیک پره توربوماشین پرداختند. در آن کار از شبکهٔ عصبی مصنوعی به‌عنوان مدل جایگزین معادلات جریان دوبعدی نویر–استوکس استفاده و از الگوریتم ژنتیک به‌عنوان روش بهینه‌سازی استفاده شده است. هم‌چنین بهینه‌سازی بر روی شکل ایرفویل پره اعمال گردیده است و سعی شده تا پارامترهای مؤثر در کارآیی کمپرسور بهینه شود.

در این مقاله برای دقیق و سریع بودن جواب از حل تحلیلی معادلات شبه سه‌بعدی استفاده شده است. در راستای این کار قبلاً طراحی یک‌بعدی و بهینه‌سازی مربوط برای یک مرحله از کمپرسور محوری انجام شده که در مرجع [7] ارائه گردیده است. یکی از مشکلات موجود در روش‌های طراحی متداول [8, 9]، حلقه‌های تکرار است که به‌همراه اعمال قیدهای طراحی باعث زمان‌بر شدن حل معادلات حاکم و هم‌چنین ایجاد پیچیدگی در روش طراحی می‌شود. در این مقاله سعی شده است تا حد امکان حل مستقیم جایگزین حلقه‌های تکرار شود. در مرجع [۱۰] به تعدادی از این حل‌های مستقیم اشاره شده است. با توجه به این‌که فضای طراحی حالت گسسته و پیچیده‌ای دارد، استفاده از الگوریتم‌های تکاملی یک و یا چند متغیره مانند الگوریتم ژنتیک بسیار مناسب می‌باشد. اصولاً در طراحی کمپرسور، طبقه‌بندی براساس دو پارامتر دبی جرمی عبوری و دور کمپرسور مشخص می‌شود.

در کار حاضر بر روی بهینه نمودن طراحی

شبه‌سه‌بعدی یک مرحله کمپرسور محوری تمرکز شده است. در فرآیند طراحی و بهینه‌سازی، شکل پروفیل پره ثابت فرض شده است. برای بهینه‌سازی می‌توان از الگوریتم‌های تکاملی مختلف استفاده نمود. در فضاهای پیچیده و غیرخطی مانند طراحی کمپرسور محوری، استفاده از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی جواب مناسب‌تری می‌دهد. با توجه به قابلیت ترکیب شدن الگوریتم ژنتیک با دیگر الگوریتم‌ها، می‌توان برای دقیق‌تر نمودن جواب اولیهٔ به‌دست آمده، از الگوریتم ژنتیک ترکیبی استفاده کرد. در این کار از قابلیت اشاره شده بهره گرفته و از الگوریتم ژنتیک ترکیبی برای بهینه‌سازی برای توابع هدف مختلف استفاده شده است. نتایج ارائه شده نشان می‌دهد که در شرایط یکسان الگوریتم ژنتیک ترکیبی جواب نسبتاً مناسب‌تری در مقایسه با الگوریتم ژنتیک مرجع [۱۱] می‌دهد. پارامترهای هدف بهینه‌سازی سه پارامتر بازده، ضریب افزایش فشار استاتیک و وزن مرحله در نظر گرفته شده است. به‌همین منظور پنج تابع هدف به‌صورت یک‌متغیره و چندمتغیره تعریف می‌گردد که در ادامه توضیح داده خواهد شد.

معادلات جریان حاکم شبه‌سه‌بعدی کمپرسور

در طراحی کمپرسور محوری برای ساده‌سازی روابط طراحی برخی پارامترها مانند فشار و دمای کلی ورودی، چگالی سیال ثابت فرض می‌شوند. از نظر عملکردی دسته‌بندی کمپرسور محوری به‌کمک دو پارامتر دبی جرمی عبوری و دور کمپرسور تعریف می‌شود. برای تعیین سرعت‌ها در ورود و خروج پره با توجه به روابط مرجع [2] نیاز به مشخص بودن توزیع سرعت مماسی ورودی می‌باشد تا به‌کمک رابطهٔ فرض آنتالپی ثابت، توزیع سرعت مماسی خروجی و در نهایت به‌کمک معادلات شبه‌سه‌بعدی تعادل شعاعی توزیع سرعت‌های محوری ورودی و خروجی محاسبه گردند. بنابراین برای تعیین کامل مثلث سرعت تنها کافی است هندسهٔ کمپرسور و توزیع سرعت مماسی ورودی مشخص باشند [2]. توزیع سرعت مماسی نیز از رابطهٔ (۱) و براساس مرجع [2] قابل محاسبه می‌باشد. از طرفی با توجه به فرض آنتالپی ثابت در طول شعاع پره، رابطهٔ (۲) در طول شعاع پره قابل اجرا است و بنابراین سرعت مماسی خروجی نیز محاسبه می‌شود.

$$C_{\theta_1} = U_c\left(1-R_c\right)\left(\frac{r_c}{r}\right)^n - \frac{U_c\psi_c}{2}\left(\frac{r_c}{r}\right)^m \quad (۱)$$

$$C_{\theta_2} = C_{\theta_1} + U_c\psi_c\left(\frac{r_c}{r}\right) \quad (۲)$$

حال به‌کمک رابطهٔ تعادل شعاعی (رابطهٔ ۳) که مربوط به طراحی شبه‌سه‌بعدی است و به‌کمک دبی جرمی عبوری می‌توان سرعت محوری ورودی و خروجی را محاسبه نمود که رابطهٔ این سرعت‌ها در مرجع [۱۰] آورده شده است.

$$C_z\frac{\partial C_z}{\partial r} + \frac{C_\theta}{r}\frac{\partial\left(rC_\theta\right)}{\partial r} = \frac{\partial H}{\partial r} = 0 \quad (۳)$$

براساس سرعت‌های به‌دست آمده از روابط بالا و به‌کمک رابطهٔ (٤) اتلافات مرتبط با مرحلهٔ کمپرسور محاسبه می‌شود [۱۰].

$$\overline{\omega}_r = \frac{2K_1\sigma_r}{\cos(\beta_2)}\left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2\left[K_2+3.1\left(D_{eq}-1\right)^2+0.4\left(D_{eq}-1\right)^8\right]_r$$

$$\overline{\omega}_s = \frac{2K_1\sigma_s}{\cos(\alpha_1)}\left(\frac{C_1}{C_2}\right)^2\left[K_2+3.1\left(D_{eq}-1\right)^2+0.4\left(D_{eq}-1\right)^8\right]_s \quad (٤)$$

برای تعیین بازده اولیهٔ مرحله بدون در نظر گرفتن اتلاف دیواره از رابطهٔ (۵) استفاده می‌شود [2, 5].

$$\eta_{pro} = 1-\left(\overline{\omega}_r W_1^2 + \overline{\omega}_s C_2^2\right)\Big/\left(W_1^2 + C_2^2\right) \quad (۵)$$

بازده کلی مرحله با در نظر گرفتن اتلاف دیواره از

رابطهٔ (٦) محاسبه می‌شود [١٠].

$$\eta=\eta_{pro}\left(\frac{1-2(\delta/H)}{1-2(\tau/H)}\right) \qquad (٦)$$

ضرایب استفاده شده در رابطهٔ بالا برحسب مقدار ضریب فشار و هندسه به‌دست می‌آید که در مرجع [12] به برخی از آن‌ها اشاره شده است. برای تعیین نسبت فشار مرحله کمپرسور نیز از رابطهٔ (٧) و برای ضریب بی‌بعد افزایش فشار استاتیک از رابطهٔ (٨) استفاده شده است [5].

$$PR=\left(1+\left(\Delta T_o/T_{01}\right)\eta\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad (٧)$$

$$C_P=\frac{\Delta P_S}{0.5\rho\left(W_1^2+C_2^2\right)} \qquad (٨)$$

ضریب افزایش مجاز فشار استاتیک پره براساس روابط مرجع [13] محاسبه و در رابطهٔ (٩) آورده شده است. نحوهٔ محاسبهٔ این ضرایب در مرجع [12] نشان داده شده است.

$$C_{p_{max}}=F_{ef}C_{p_D}\left(\frac{C_p}{C_{p_D}}\right)_{Re}\left(\frac{C_p}{C_{p_D}}\right)_{\varepsilon}\left(\frac{C_p}{C_{p_D}}\right)_{\Delta Z} \qquad (٩)$$

زاویهٔ هندسی برخورد پره براساس رابطهٔ لیبلین و زاویهٔ انحراف پره براساس رابطهٔ تصحیح‌شدهٔ هاول که در فصل ششم مرجع [9] آورده شده است، محاسبه شد. این زوایا در تعیین ضریب افزایش مجاز فشار استاتیک و اتلاف دیواره نقش مهمی دارند. با توجه به وقت‌گیر بودن حل به‌کمک روش سعی و خطا که در مرجع [9] به آن اشاره شده است، در این مقاله از روش دیگری استفاده می‌شود که باعث حل مستقیم زوایای هندسی می‌گردد. به این حل در مرجع [١٠] اشاره شده است. رابطهٔ (١٠) رابطهٔ زاویهٔ برخورد و انحراف پره را براساس روابط نیمه‌تجربی اشاره شده در مرجع [9] نشان می‌دهد.

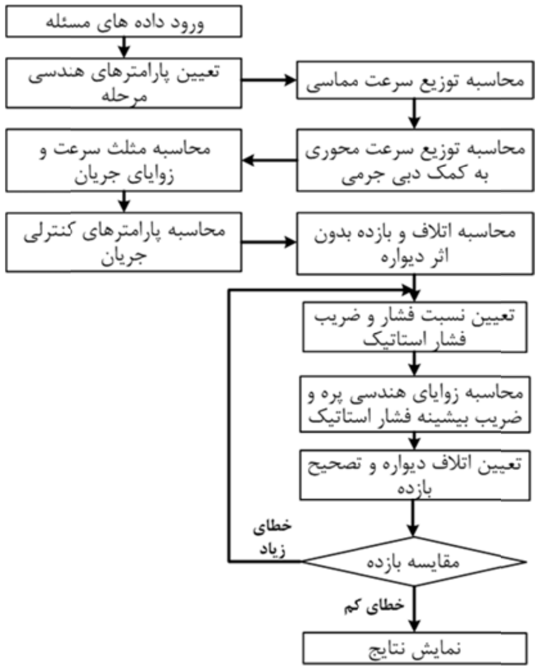
$$\begin{aligned}
&\acute{\imath}=\beta_1-\kappa_1 \xrightarrow{\text{lieblein's Correlation}}\\
&i=K_{sh}K_{t,\acute{\imath}}\left(\acute{\imath}_0\right)_{10}+N\left(\kappa_1-\kappa_2\right)\\
&\delta=\beta_2-\kappa_2 \xrightarrow{\text{Modified Correlation by Howell}}\\
&\delta=\frac{0.92\left(a/c\right)^2+0.002\kappa_2}{1-0.002\left(\kappa_1-\kappa_2\right)/\sqrt{\sigma}}\frac{\left(\kappa_1-\kappa_2\right)}{\sqrt{\sigma}}+\left(K_{sh}K_{t,\delta}-1\right)\left(\delta_0\right)_{10}
\end{aligned} \qquad (١٠)$$

نحوهٔ محاسبه و تعیین پارامترهای استفاده شده در رابطهٔ بالا در مرجع [١٠] آورده شده است. اگر دو رابطهٔ اشاره شده در بالا که برای محاسبهٔ زوایای هندسی است، به موازات یکدیگر حل گردند باعث تسریع در روند حل و کاهش خطای ناشی از تکرار می‌شود.

یکی از فرضیات استفاده شده در طراحی و برای تعیین وزن مرحله، استوانه‌ای فرض شدن پوسته داخلی و خارجی کمپرسور می‌باشد. از طرفی ضخامت پوستهٔ داخلی و خارجی در این مقاله برابر مقدار ثابت ده میلی‌متر فرض شده است. حال برای تعیین وزن یک مرحله کمپرسور محوری فرض شده مساحت مقطع ایرفویل پره در همهٔ شعاع‌ها با مساحت مقطع ایرفویل پره در شعاع مرجع برابر باشد و تحت تأثیر زاویهٔ پره قرار نگرفته و به‌صورت صلب باشد. رابطهٔ تعیین وزن مرحله براساس موارد گفته شده در رابطهٔ (١١) داده شده است [١٠].

$$G=\rho_m\left[A_0HZc^2+0.024\pi c\left(r_t+r_h\right)\right] \qquad (١١)$$

در شکل (١) نمایی شماتیک از الگوریتم طراحی و حل یک مرحله کمپرسور محوری که روابط مربوط در بالا ذکر کرده، آورده شده است.



شکل ۱ نمایی از طراحی یک مرحله کمپرسور

فضای بهینه‌سازی

فضای طراحی کمپرسور محوری بسته به نحوهٔ مدل‌سازی آن دارای تعداد پارامتر متفاوت در طراحی می‌باشد. در حالت طراحی یک‌بعدی تنها پارامترهای مربوط به شعاع مرجع مهم است؛ در حالی‌که در طراحی‌های شبه‌سه‌بعدی و یا سه‌بعدی علاوه بر برخی پارامترهای قبلی، پارامترهای جدیدی نیز اضافه می‌شوند. به‌عنوان نمونه در مرجع [۱۱] برای بهینه نمودن طراحی یک‌بعدی از شش پارامتر استفاده شده است در حالی‌که در بهینه نمودن طراحی حاضر از ده پارامتر استفاده می‌شود. به‌دلیل تعداد زیاد و وابستگی این پارامترها به هم طراحی کمپرسور پیچیده و غیرخطی می‌باشد. از بین الگوریتم‌های موجود در بهینه‌سازی با توجه به پیچیدگی‌های اشاره شده و غیرخطی بودن طراحی الگوریتم ژنتیک ترکیبی به نسبت جواب مناسب‌تری می‌دهد و لذا در این کار از این الگوریتم استفاده شده است. به‌منظور توضیح الگوریتم ژنتیک ترکیبی، نیاز است تا ابتدا به بررسی الگوریتم ژنتیک پرداخته شود.

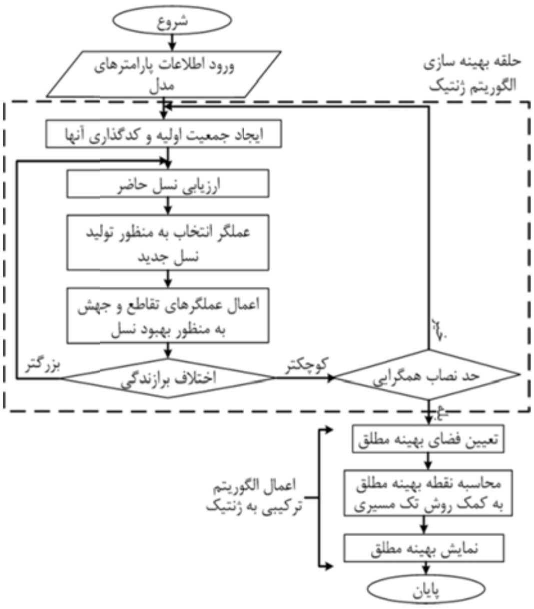
الگوریتم ژنتیک به‌عنوان یک الگوریتم محاسباتی بهینه‌سازی، با در نظر گرفتن مجموعه‌ای از نقاط فضای جواب در هر تکرار، به نحو مؤثری نواحی مختلف فضای جواب را جستجو می‌کند. در مکانیزم جستجو گرچه مقدار تابع هدف تمام فضای جواب محاسبه نمی‌شود، ولی مقدار محاسبه شدهٔ تابع هدف برای هر نقطه، در متوسط‌گیری آماری تابع هدف (در کلیهٔ زیرفضاهایی که آن نقطه به آن‌ها وابسته است) دخالت داده می‌شود و این زیر فضاها به‌طور موازی از نظر تابع هدف متوسط‌گیری آماری می‌شوند. این مکانیزم توازی ضمنی(Implicit Parallelism) گفته می‌شود. این روند سبب می‌شود که جستجو به آن نواحی از فضای جواب که متوسط آماری تابع هدف در آن‌ها زیاد بوده و امکان وجود نقطهٔ بهینهٔ مطلق در آن‌ها بیشتر است، تقلیل پیدا کند. چون در این روش برخلاف روش تک‌مسیری، فضای جواب به‌طور همه‌جانبه جستجو می‌شود، امکان کمتری برای هم‌گرایی به یک نقطهٔ بهینهٔ موضعی وجود خواهد داشت. امتیاز دیگر این الگوریتم آن است که هیچ محدودیتی برای تابع بهینه شونده، مثل مشتق‌پذیری یا پیوستگی ندارد و در روند جستجو تنها به تعیین مقدار تابع هدف در نقاط مختلف نیاز دارد و هیچ اطلاعات کمکی دیگری را استفاده نمی‌کند؛ بنابراین می‌تواند در مسائل مختلف اعم از خطی یا غیرخطی، پیوسته یا گسسته استفاده شود و به‌سهولت با مسائل مختلف قابل تطبیق است [۱٤].

در هر تکرار هر یک از رشته‌های موجود در جمعیت رشته‌ها، رمزگشایی می‌شود و مقدار تابع هدف برای آن به‌دست می‌آید. براساس مقادیر به‌دست آمدهٔ تابع هدف در جمعیت رشته‌ها، به هر رشته یک عدد برازندگی نسبت داده می‌شود. این عدد برازندگی درصدِ احتمالِ انتخابِ هر رشته را تعیین خواهد کرد. سپس بر اساسِ درصدِ احتمالِ انتخاب به‌دست آمده، مجموعه‌ای از رشته‌ها انتخاب و با اعمال عملگرهای

ژنتیک بر روی آن‌ها رشته‌های جدید جایگزین رشته‌هایی از جمعیت اولیه که برازندگی کمتر دارند، می‌شوند تا تعداد جمعیت رشته‌ها در تکرارهای محاسباتی مختلف ثابت باشند. مکانیزم‌های تصادفی که روی انتخاب و حذف رشته‌ها عمل می‌کنند به‌گونه‌ای است که رشته‌هایی که عدد برازندگی بیشتری دارند، احتمال بیشتری برای ترکیب و تولید رشته‌های جدید داشته باشند و در مرحلهٔ جایگزینی مقاوم‌تر باشند. بدین لحاظ جمعیت رشته‌ها در یک رقابت براساس تابع هدف، طی نسل‌های مختلف کامل می‌شود و متوسط مقدار تابع هدف در جمعیت رشته‌ها افزایش می‌یابد. به‌طور کلی در این الگوریتم ضمن آن‌که در هر تکرار محاسباتی، نقاط جدیدی از فضای جواب توسط عملگرهای ژنتیک مورد بررسی قرار می‌گیرند، به‌وسیلهٔ مکانیزم انتخاب روند جستجو آن نواحی از فضا که متوسط آماری تابع هدف در آن بیشتر است، جستجو می‌شود. براساس سیکل اجرایی فوق، در هر تکرار محاسباتی عملگر اصلی انتخاب تصادفی، دو عملگر ترکیب (Crossover) و جهش (Mutation) جهت تولید نسل ژنتیک روی رشته‌ها اعمال می‌شود [۱۵].

الگوریتم ژنتیک ترکیبی همهٔ مزایای ذکر شده در بالا را دارا است و بدین صورت اعمال می‌شود که پس از رسیدن به ناحیه‌ای از فضای جواب توسط الگوریتم ژنتیک که امکان وجود نقطهٔ بهینهٔ مطلق در آن بیشتر است، به‌کمک الگوریتم‌های تک‌مسیری در این فضا نقطهٔ بهینهٔ مطلق هر چه دقیق‌تر تعیین می‌شود. مزیت استفاده از الگوریتم ترکیبی در این است که دیگر نگرانی در مورد هم‌گرایی به یک نقطهٔ بهینهٔ موضعی توسط الگوریتم تک‌مسیری وجود ندارد. در شکل (۲) فلوچارتی از طرح شماتیک الگوریتم ژنتیک ترکیبی نشان داده شده است [۱۵].

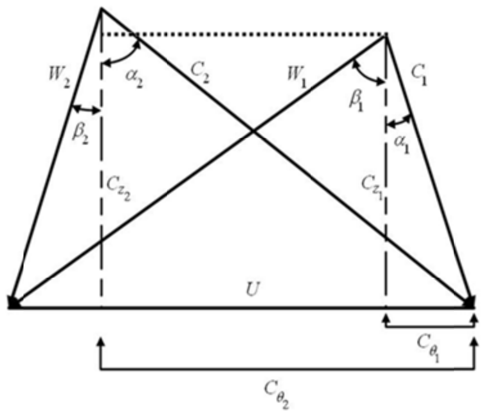
هم‌چنین برای ساده‌تر شدن طراحی پارامترهای فشار و دمای کلی ورودی، نسبت آزادی نوک پره به طول وتر در روتور و استاتور، شکل ایرفویل پره و برخی ضرایب ترمودینامیکی سیال ثابت فرض شده‌اند. بهینه‌سازی کمپرسور براساس حالت مبنا است بنابراین اگر دسته عملکردی تغییر نماید، آن‌گاه ممکن است یک مورد بهینه پیدا شود ولی به‌دلیل متفاوت بودن مقدار دبی جرمی یا دور طراحی عملکردی، مورد استفاده کاربر قرار نگیرد.



شکل ۲ طرح شماتیک الگوریتم ژنتیک ترکیبی

برای تعیین مثلث سرعت در هر شعاع نیاز به مشخص بودن سرعت‌ها و زوایای نسبی و مطلق جریان می‌باشد. با توجه به شکل (۳) مشخص بودن سرعت محوری و مماسی در ورود و خروج از روتور باعث تعیین کامل مثلث سرعت می‌شود. در شکل (٤) پارامترهای هندسی پره مانند طول وتر، ارتفاع پره، آزادی نوک پره یک مرحله کمپرسور محوری نشان داده شده است. فاصلهٔ بین پره‌ها برای هر شعاعی در هر ردیف براساس تعداد پره در همان ردیف و شعاع مشخص می‌شود. با توجه به ثابت بودن دور کمپرسور، برای تعیین سرعت چرخشی کافی است مقدار شعاع مشخص باشد تا آن‌گاه زوایای مطلق و نسبی جریان براساس رابطهٔ (۱۲) محاسبه شوند.

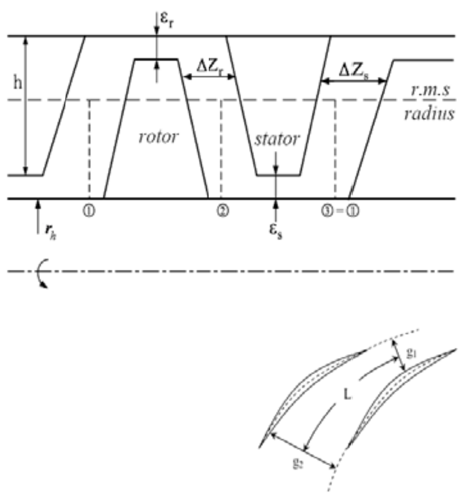
$$\tan(\alpha_1)=\frac{C_{\theta_1}}{C_{z_1}} \quad \tan(\beta_1)=\frac{U}{C_{z_1}}-\tan(\alpha_1)$$
$$\tan(\alpha_2)=\frac{C_{\theta_2}}{C_{z_2}} \quad \tan(\beta_2)=\frac{U}{C_{z_2}}-\tan(\alpha_2) \qquad (۱۲)$$



شکل ۳ نمایی از مثلث سرعت مورد استفاده

الف)

ب)



شکل ٤- الف) نمای محوری، ب) نمای پره به پره از هندسه یک مرحله کمپرسور

برای اعمال الگوریتم بهینه‌سازی نیاز به تعیین پارامترهای ورودی می‌باشد. با توجه به موارد ذکر شده در بالا، برای تعیین توزیع سرعت مماسی ورودی به روتور نیاز به چهار پارامتر می‌باشد. از طرفی نیاز به مشخص بودن هندسهٔ کمپرسور و پرهٔ روتور و استاتور نیز هست. در طراحی، هر چه تعداد پارامترهای ورودی بی‌بعد بیشتر باشد، نتایج طراحی مناسب‌تر و جامع‌تر خواهد بود. بدین منظور پارامتر بی‌بعد نسبت طول وتر به ارتفاع پره جایگزین پارامتر بعددار طول وتر شده است. هم‌چنین پارامترهای بدون بعد نسبت شعاع ریشه به نوک، تعداد پره در هر ردیف روتور و استاتور، پارامترهای تعیین‌کنندهٔ توزیع سرعت مماسی به‌عنوان پارامتر ورودی بهینه‌سازی استفاده شده است. برای مقایسه با حالت مبنا از یک پارامتر بعددار شعاع ریشه به‌عنوان ورودی استفاده گردید. در رابطهٔ (۱۳) ده پارامتر ورودی به الگوریتم بهینه‌سازی آورده شده است.

$$\text{Inputs}=\left[r_h, {r_h}/{r_t}, {c_r}/{H}, {c_s}/{H}, Z_r, Z_s, R_c, \psi_c, n, m\right] \qquad (۱۳)$$

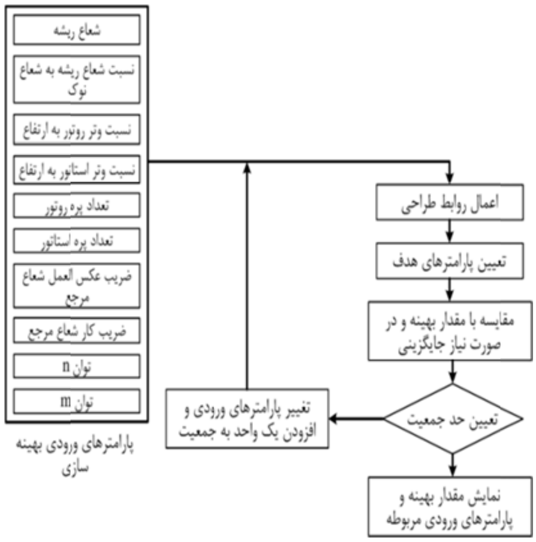
به‌کمک ده پارامتر رابطهٔ (۱۳) و با فرض ثابت ماندن پارامترهای اشاره شده در ابتدای بخش، می‌توان طراحی شبه‌سه‌بعدی یک مرحله کمپرسور محوری را انجام داد. محدودهٔ تغییر این پارامترها در رابطهٔ (١٤) آورده شده است.

$$LB=[0.1, 0.05, 0.1, 0.1, 15, 15, 0, 0, -10, -10]$$
$$UB=[0.6, 0.95, 0.5, 0.5, 90, 90, 1, 0.5, 10, 10] \qquad (١٤)$$

در شکل (۵) شماتیکی از الگوریتم بهینه‌سازی نشان داده شده است.

برنامهٔ مربوط به اعمال الگوریتم حل معادلات طراحی شبه‌سه‌بعدی در نرم‌افزار متلب نوشته شده است و برای بهینه‌سازی از توابع کتابخانه‌ای متلب بهره گرفته شده است. به‌همین منظور خطای هم‌گرایی در الگوریتم بهینه‌سازی در حدود 10^{-8} در نظر گرفته شده است. اغلب در طراحی یک کمپرسور پارامترهای هدف شامل بازده کلی، نسبت فشار کلی مرحله، وزن و ضریب افزایش فشار استاتیک می‌باشد. با توجه به این موضوع که نسبت فشار کلی براساس رابطهٔ (۷) تابعی از پارامتر بازده کلی می‌باشد، بنابراین معمولاً از پارامتر ضریب افزایش فشار استاتیک به‌عنوان پارامتر هدف

استفاده مـی‌شـود کـه تعیـین‌کننـدهٔ جـدایش جریـان و افزایش فشار می‌باشد.



شکل ۵ الگوریتم بهینه‌سازی طراحی کمپرسور

تابع هدف در بهینه‌سازی یـک کمپرسـور معمـولاً شامل یکی از پارامترهـای هـدف و یـا ترکیبـی از ایـن پارامترها مـی‌باشـد. سـه تـابع هـدف اول بـه‌صـورت یک‌متغیره بهینه‌سازی مـی‌شـوند؛ یعنـی تنهـا بـه بهینـه نمودن یکی از سه پارامتر هـدف پرداختـه مـی‌شـود و سایر پارامترها بهینه نمی‌شود. تابع هدف اول مربوط به بازده کلی مرحله می‌باشـد. بایـد توجـه داشـت کـه در طراحـی کمپرسـور هرچـه مقـدار بـازده بیشـتر باشـد، طراحی بهتر است ولـی الگـوریتم بهینـه‌سـازی متلـب براساس کمترین مقدار تابع هدف نوشـته شـده اسـت. برای لحاظ نمودن این موضوع به‌جای استفاده از خـود بازده برای بهینه‌سازی، از کمتـرین مقـدار اتـلاف کلـی مرحله استفاده می‌شود و لذا تابع هدف اول به‌صـورت $F_1 = 1-\eta_{stage}$ اعمال می‌شود. تابع هدف دوم مربوط بـه کمینه کردن وزن مرحله می‌باشد که به‌صـورت $F_2 = G$ اعمال می‌گردد. تابع هدف سوم مربوط به بیشینه نمودن ضریب افزایش فشار استاتیک می‌باشد کـه بـه‌صـورت $F_3 = 1-C_P$ اعمال می‌شود.

سه تابع هدف ذکر شده به‌صورت یک‌متغیره بوده و بـرای داشـتن بهینـه‌سـازی مناسـب‌تـر مـی‌تـوان از بهینه‌سازی چندمتغیره استفاده نمود. یکی از روش‌هـای بهینه‌سازی چندمتغیره، استفاده از رویـهٔ پِرتـو(Pareto) می‌باشد. روش دیگـر بهینـه‌سـازی چنـدمتغیره تبـدیل نمودن بهینه‌سازی به حالت یک‌متغیره یا ترکیب خطـی وزنـــی پـــارامتر (linear combination of weight) می‌باشد؛ بدین ترتیب که بـا وزن‌دهـی بـه هـر یـک از پارامترهای هدف و جمع آن‌ها با یکدیگر، یـک مقـدار جایگزین به‌دست می‌آید که از این مقدار می‌توان بـرای تعیین مقدار بهینـه اسـتفاده نمـود. رابطـهٔ (۱۵) بیـانگر رابطه ترکیب خطی وزنی می‌باشـد. در وزن‌دهـی بایـد توجه داشت که مقادیر وزنـی مثبـت باشـند و مجمـوع وزن‌های داده شده (K_1, K_2, K_3) برابر یک باشد.

$$F = K_1 \frac{(1-\eta)}{(1-\eta_0)} + K_2 \frac{G}{G_0} + K_3 \frac{(1-C_P)}{(1-C_{P_0})} \qquad (15)$$

در رابطهٔ بالا مقادیر G_0 ،η_0 و C_{P_0} بـا توجـه بـه مقدارهای طراحی مبنا انتخاب می‌گردند و برای بی‌بعـد و یکسان نمودن سه پارامتر هدف استفاده می‌شـوند. در توابع هدف ترکیب خطی وزنی هر سـه پـارامتر هـدفِ طراحی کمپرسور دخیل‌اند و بهینه‌سازی به‌صورت چند متغیره اعمال می‌شود. در تابع هدف چهارم وزن هر سه پارامتر با هـم برابـر اسـت و لـذا تـابع هـدف چهـارم به‌صورت رابطهٔ (١٦) بیان می‌گردد.

$$F_4 = \frac{1}{3}\frac{(1-\eta)}{(1-\eta_0)} + \frac{1}{3}\frac{G}{G_0} + \frac{1}{3}\frac{(1-C_P)}{(1-C_{P_0})} \qquad (16)$$

در این حالت اهمیت سه پارامتر در طراحی بهینـه یکسان می‌باشد. حال اگر وزن هـر پـارامتر بـه‌گونـه‌ای تغییر داده شود که مجموع هم‌چنان یک باشد ولی سـه وزن یکسان نباشند، بهینه‌سازی براساس اهمیت بیشـتر برای پارامتر هدفی دنبال می‌شود کـه وزن بیشـتری در

ترکیب داشته باشد. در طراحی کمپرسور معمولاً اولویت سه پارامتر هدف به‌صورت $C_P \le G \le \eta$ می‌باشد؛ یعنی اهمیت بازده بیشتر از دو پارامتر دیگر می‌باشد. در تابع هدف پنجم این مسأله لحاظ گردیده است و وزن‌ها به گونه‌ای اعمال شده که اولویت بازده کلی مرحله بیشترین و اولویت دو پارامتر وزن و ضریب افزایش فشار استاتیک مرحله با یکدیگر برابر باشند و در نتیجه تابع هدف پنجم به‌صورت رابطهٔ (۱۷) بیان می‌شود.

$$F_5 = \frac{1}{2}\frac{(1-\eta)}{(1-\eta_0)} + \frac{1}{4}\frac{G}{G_0} + \frac{1}{4}\frac{(1-C_P)}{(1-C_{P_0})} \qquad (۱۷)$$

قیدهای طراحی مسأله

برای به‌دست آوردن جواب دقیق‌تر و مناسب‌تر در الگوریتم‌های بهینه‌سازی کافی است مسأله هر چه دقیق‌تر به‌کمک اعمال قیدها تعریف شود. قیدهای طراحی کمپرسور به بخش‌های نیمه‌تجربی، سازه‌ای و تئوری قابل تقسیم می‌باشند. قیدهای نیمه‌تجربی ناشی از برخی روابط طراحی کمپرسور است که براساس آزمایش‌های تجربی به‌دست آمده‌اند. نمونه‌ای از این روابط، رابطهٔ تعیین اتلاف کلی مرحله می‌باشد که در مراجع [۱۲و ۱۰، ۲] به آن اشاره شده است. قیدهای تئوری مربوط به معادلات حاکم طراحی است. قیدهای سازه‌ای نیز مربوط به مسائل ساخت و تولید می‌شود. محدودهٔ اعمالِ تغییرات برخی از قیدهای طراحی براساس طراحی کمپرسور مبنا تعریف می‌شوند و برخی از قیدها حالت کلی در طراحی دارند. در ادامه قیدهای مهم اعمال شده در کار حاضر آورده شده است. محدودهٔ اعمالِ قیدهای استفاده شده از مراجع [2, 5] اتخاذ شده است که در جدول (۱) آورده شده است.

جدول ۱ محدودهٔ تغییرات اعمال قیدهای طراحی

$5 \le \alpha_1, \alpha_2 \le 70$	$, 0 \le DF_r, DF_s \le 0.6$	$, 15 \le Z \le 90$
$5 \le \beta_1, \beta_2 \le 70$	$, 1 \le D_{eq_r}, D_{eq_S} \le 2$	$, 2 \le H/c \le 9$
$0.1 \le (M_{rel})_1 \le 0.7$	$, 0.1 \le R_c \le 0.9$	$, 0 \le r_t \le 0.6$
$0.45 \le C_P \le C_{P_{Max}}$	$, 40 \le U \le 400$	$0.4 \le S/c \le 1.43$

(۱) زوایای نسبی و مطلق جریان ورود به پره و خروج از پره باید در محدودهٔ مجازی باقی بمانند تا از وقوع پدیدهٔ جدایش یا واماندگی جریان جلوگیری شود [۱۰].

(۲) عدد ماخ نسبی ورودی و خروجی روتور در طول شعاع باید در محدودهٔ مجاز قرار داشته باشد تا از هر گونه موج ضربه‌ای در طول پره جلوگیری شود و ناپایایی در مرحله یا جدایش لایهٔ مرزی رخ ندهد [2].

(۳) نسبت معادل دیفیوژن در روتور و استاتور یک پارامتر بی‌بعد می‌باشد که در مرجع [2] ارائه گردیده است. این پارامتر نقش کنترلی جریان را دارد و روابط نیمه‌تجربی مربوط به اتلاف به‌کمک این پارامتر محاسبه می‌شود. پس اگر این پارامتر در محدودهٔ مجازش نباشد، آن‌گاه مقدار محاسبه شده برای اتلاف غیرواقعی است و قابل اتکا نمی‌باشد. محدودهٔ مجاز برای این پارامتر با جزئیات بیشتر در مرجع [2] بیان شده است.

(٤) سرعت چرخشی نوک پره تأثیر مستقیمی بر روی سرعت نسبی و گشتاور وارد بر پره دارد. بنابراین اگر از حدی تجاوز کند منجر به مشکلات آیرودینامیکی مانند افزایش اتلاف جریان ثانویه و یا مشکلات سازه‌ای در پره می‌شود [5].

(٥) عدد رینولدز ($Re = \rho c W / \mu$) روتور و استاتور در محدودهٔ مناسبی باید باشد تا بتوان از فرض آرام بودن لایهٔ مرزی استفاده کرد [5].

(٦) ضریب افزایش فشار استاتیک نباید از حد مجاز خود، ضریب بیشینهٔ افزایش فشار استاتیک، بیشتر شود. البته بحث جدایش با توجه به استفاده از روابط تجربی قابل بررسی است و نیاز به حل لزجت به‌طور مستقیم

نمی‌باشد [۱۰].

(۷) شعاع نوک از حدی بیشتر نشود تا وزن افزایش زیادی نداشته باشد و با توجه به تعریف سرعت چرخشی، این پارامتر به مشکل برنخورد. از طرفی افزایش شعاع نوک باعث افزایش مشکلات سازه‌ای می‌شود [5].

به‌طور معمول قیدها در الگوریتم بهینه‌سازی به دو حالت قابل اعمال هستند. حالت اول به‌صورت صریح اعمال می‌شود و به‌صورت موازی با تابع هدف محاسبه می‌شوند. حالت دوم به‌صورت جریمه اعمال می‌گردند و به‌صورت سری با تابع هدف هستند و نیاز به اعمال جداگانه نمی‌باشد. در حالت دوم به‌کمک تعیین مقدار جریمه می‌توان اهمیت آن قید را افزایش و یا کاهش داد. در کار حاضر از حالت دوم اعمال قیدها استفاده شده است.

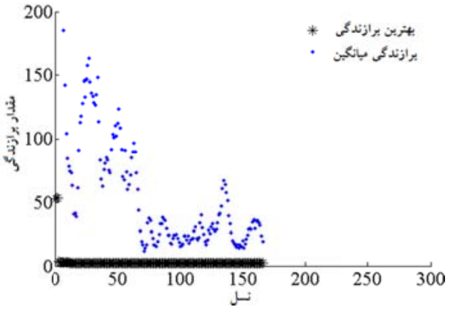
نتایج

برای تعیین دسته عملکردی از داده‌های مرجع [16] استفاده شده است. براساس این مرجع دبی جرمی عبوری برابر ۱/۷۵کیلوگرم بر ثانیه و دور کمپرسور برابر ٦۰۰۰ دور بر دقیقه در نظر گرفته شده است. در نمودارهای تغییرات شعاعی که در ادامه آورده شده، ref نمایانگر تغییرات شعاعی پارامترها مرتبط با طراحی انجام شده برای یک مرحله کمپرسور محوری براساس داده‌های مرجع [16] می‌باشد که به‌طور مفصل‌تری در مرجع [۱۰] توضیح داده شده است. مقایسهٔ نتایج بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک با بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک ترکیبی در جدول (۲) ارائه شده است. هم‌چنین به‌منظور مقایسه با طراحی مبنا نتایج مربوط به این طراحی برای یک مرحله کمپرسور در این جدول ارائه شده است که شرح روش طراحی و نتایج آن به‌تفصیل در مرجع [۹] آورده شده است. همان‌طور که نتایج جدول (۲) نشان می‌دهد، مقادیر بهینه محاسبه شده توسط الگوریتم ژنتیک ترکیبی در مقایسه با الگوریتم ژنتیک نسبتاً بهتر می‌باشد. اگرچه تفاوت بسیار اندک می‌باشد لیکن باید توجه داشت که بهینه‌سازی انجام شده تنها برای یک مرحله از کمپرسور بوده است و برای مجموع مراحل کمپرسور مقدار قابل توجه‌تری بهبود حاصل خواهد شد. با توجه به نتایج جدول (۲)، الگوریتم ژنتیک ترکیبی به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی در این کار در نظر گرفته شده است.

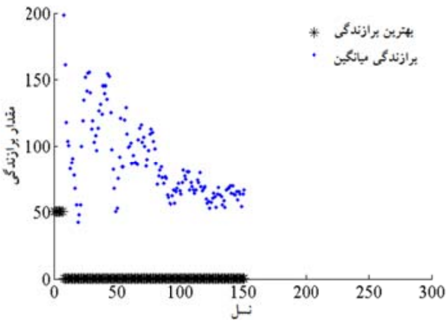
جدول ۲ مقایسهٔ نتایج الگوریتم ژنتیک با الگوریتم ژنتیک ترکیبی

	الگوریتم ژنتیک ترکیبی			الگوریتم ژنتیک		
	G (Kg)	C_P	η (%)	G (Kg)	C_P	η (%)
مبنا	2.7907	0.4521	88.54	2.7907	0.4521	88.54
F1	2.0631	0.4623	89.60	2.1606	0.4665	89.59
F2	1.8035	0.4573	89.44	1.8103	0.4501	89.37
F3	2.8784	0.5301	88.17	3.5319	0.5236	87.85

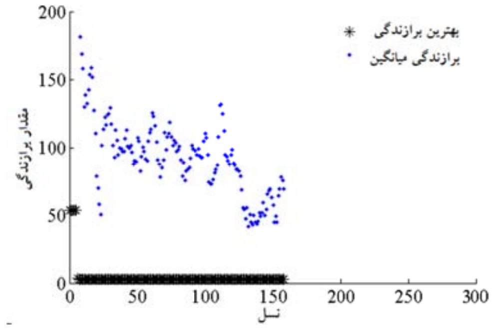
نمودار مربوط به آزمایش توابع هدف یک تا پنج که از الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی ژنتیک به‌دست آمده است، در شکل‌های (۱۰-٦) آورده شده است. برخی از پارامترهای ورودی به‌دست آمده از بهینه‌سازی در جدول (۳) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ضریب عکس‌العمل برای شعاع مرجع در محدودهٔ تقریبی نیم تا شش‌دهم و نسبت شعاع ریشه به شعاع نوک در محدودهٔ ۰/۷۵ است که با توجه به مسائل طراحی مناسب و قابل قبول می‌باشد.



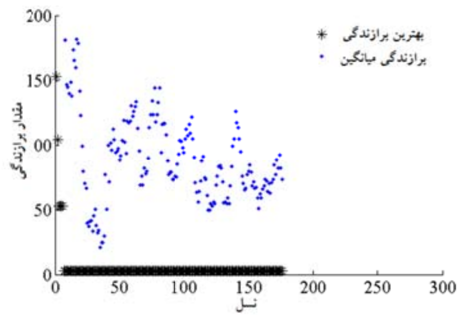
شکل ٦ نمودار آزمایش تابع هدف اول



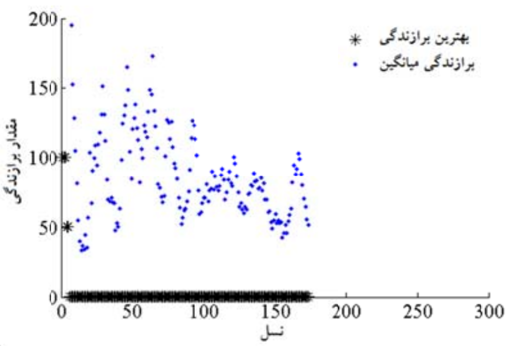
شکل ۷ نمودار آزمایش تابع هدف دوم



شکل ۸ نمودار آزمایش تابع هدف سوم



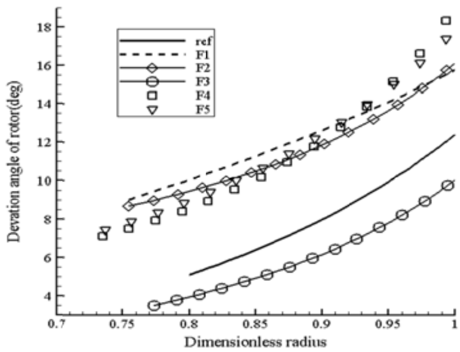
شکل ۹ نمودار آزمایش تابع هدف چهارم



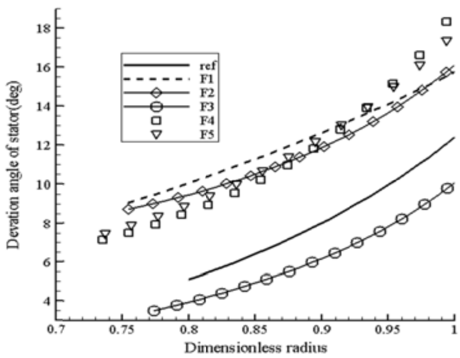
شکل ۱۰ نمودار آزمایش تابع هدف پنجم

جدول ۳ برخی از پارامترهای ورودی به‌دست آمده از بهینه‌سازی

پارامتر کارآیی	r_h/r_t	R_c	n	m
طراحی مبنا	0.8	0.5	0	0
F1	0.754	0.6290	0.22	0.47
F2	0.755	0.6377	- 0.66	0.69
F3	0.774	0.5099	0.12	0.46
F4	0.735	0.5636	0.09	1.54
F5	0.737	0.5769	0.44	1.93



شکل ۱۱ نمودار تغییرات شعاعی زاویهٔ انحراف روتور برای توابع هدف مختلف

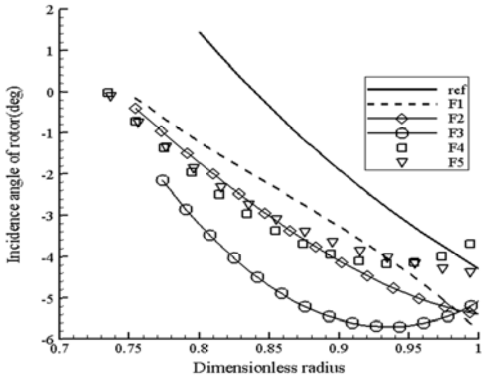


شکل ۱۲ نمودار تغییرات شعاعی زاویهٔ انحراف استاتور برای توابع هدف مختلف

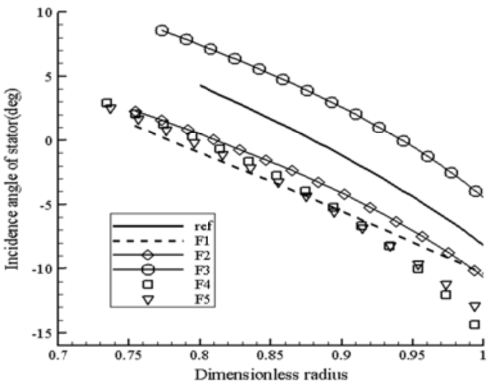
پس از انجام طراحی و بهینه‌سازی براساس روش گفته شده و با در نظر گرفتن پارامترهای اشاره شده برای توابع هدف مختلف نمودار شکل‌های (۱۱-۱۶) به‌دست خواهد آمد. شکل (۱۱) تغییرات شعاعی زاویهٔ

انحراف در پرهٔ روتور و شکل (۱۲) تغییرات شعاعی زاویهٔ انحراف در پرهٔ استاتور را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بهینه‌سازی براساس ضریب افزایش فشاراستاتیک بیشترین مقدار انحراف در پرهٔ روتور و هم‌چنین کمترین مقادیر (حتی کمتر از مقدار طراحی مرجع) انحراف در پره استاتور را نسبت به دیگر توابع هدف بهینه می‌طلبد. همین‌طور می‌توان مشاهده کرد که در بقیهٔ توابع هدف به‌منظور بهینه‌سازی، در اکثر شعاع‌ها مقادیر زاویهٔ انحراف روتور و استاتور بیشتری نسبت به مقدار طراحی مرجع نیاز است. روند تغییرات زاویهٔ انحراف در راستای شعاع در پرهٔ روتور برای کلیهٔ توابع هدف روندی کاهشی دارد و هم‌چنین برای پرهٔ استاتور روندی افزایشی دارد که مقدار این روند در توابع هدف مختلف متفاوت بوده است و تغییرات در شعاع‌های نزدیک به نوک پره تشدید می‌گردد.

شکل‌های (۱۴ و۱۳) به‌ترتیب تغییرات شعاعی زاویهٔ برخورد در پرهٔ روتور و استاتور را نشان می‌دهد. با مقایسهٔ این نمودارها با نمودار شکل‌های (۱۲ و ۱۱) مشاهده می‌شود که روند تغییرات شعاعی زاویهٔ برخورد برای بهینه‌سازی براساس ضریب افزایش فشار استاتیک رفتاری معکوس نسبت به تغییرات شعاعی زاویهٔ انحراف دارد. بدین معنا که کمترین مقدار زاویهٔ برخورد در پرهٔ روتور و هم‌چنین بیشترین مقدار زاویهٔ برخورد (حتی بیشتر از مقدار طراحی مرجع) در پرهٔ استاتور می‌باشد. می‌توان مشاهده نمود که در بقیه توابع هدف به‌منظور بهینه‌سازی، در اکثر شعاع‌ها مقادیر زاویهٔ برخورد روتور و استاتور کمتری را نسبت به مقدار طراحی مرجع می‌طلبد. تغییرات زاویهٔ برخورد در راستای شعاع در پرهٔ روتور و استاتور برای کلیهٔ توابع هدف رفتاری کاهشی دارد.



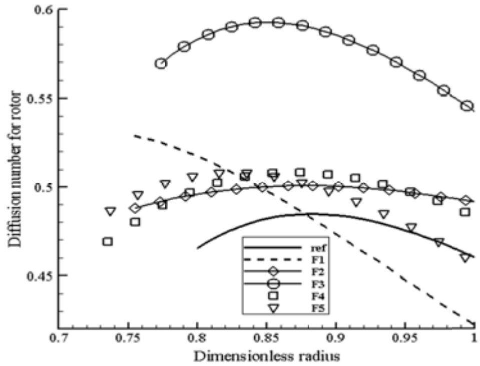
شکل ۱۳ نمودار تغییرات شعاعی زاویهٔ برخورد روتور برای توابع هدف مختلف



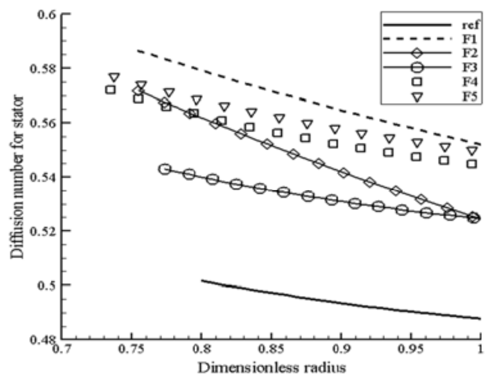
شکل ۱۴ نمودار تغییرات شعاعی زاویهٔ برخورد استاتور برای توابع هدف مختلف

شکل‌های (۱۶و۱۵) به‌ترتیب تغییرات شعاعی ضریب پخش در پرهٔ روتور و استاتور را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، برای افزایش ضریب فشار استاتیک باید ضریب پخش در پرهٔ روتور و برای افزایش بازده باید ضریب پخش در پرهٔ استاتور افزایش یابد. این امر در توابع هدف بهینه ترکیبی به‌خوبی قابل مشاهده می‌باشد که هرچه نسبت وزنی بازده در ترکیب افزایش می‌یابد، مقدار ضریب پخش در روتور کاهش و در استاتور افزایش می‌یابد. تغییرات شعاعی ضریب پخش برای رسیدن به مقدار بازده بهینه رفتاری متفاوت با دیگر توابع هدف در پرهٔ روتور دارد تا جایی که با افزایش شعاع، مقدار ضریب پخش از مقدار طراحی

مرجع نیز کمتر می‌شود ولی در دیگر توابع هدف تغییرات شعاعی به‌صورت افزایشی-کاهشی و همواره بالاتر از مقادیر طراحی مرجع می‌باشد.



شکل ۱۵ نمودار تغییرات شعاعی ضریب پخش روتور برای توابع هدف مختلف



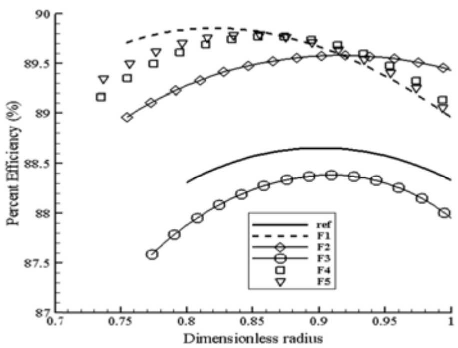
شکل ۱۶ نمودار تغییرات شعاعی ضریب پخش استاتور برای توابع هدف مختلف

نتایج مربوط به پنج تابع هدف در جدول (٤) نشان داده شده است. همان‌طور که انتظار می‌رود، در هر یک از توابع هدف یک‌متغیره پارامتر مربوط مقدار بهینه‌ای دارد ولی دو پارامتر اصلی دیگر مقادیر چندان مناسبی ندارند. برای مثال در تابع هدف دوم که وزن کمترین مقدار را دارا است، ضریب فشار کم و بازده متوسط می‌باشد. با توجه به وظیفهٔ کمپرسور که ایجاد اختلاف فشار است، این حالت برای طراحی کمپرسور چندان مناسب نیست. هم‌چنین در تابع هدف سوم اگرچه ضریب فشار زیاد است ولی وزن زیاد و بازده پایینی دارد. بنابراین جواب تابع هدف سوم نیز چندان مناسب نیست. در حالی‌که در صورت استفاده از توابع هدف چندمتغیره کلیهٔ پارامترهای اصلی مقادیر بهینه و مناسبی دارند؛ اگرچه این مقدار نسبت به حالت بهینهٔ به‌دست آمده برای توابع یک‌متغیره در ارتباط با هر یک از پارامترهای اصلی فاصلهٔ نسبتاً کمی دارد. بنابراین جواب توابع هدف بهینهٔ ترکیبی بهترین حالت ممکن را نشان می‌دهند.

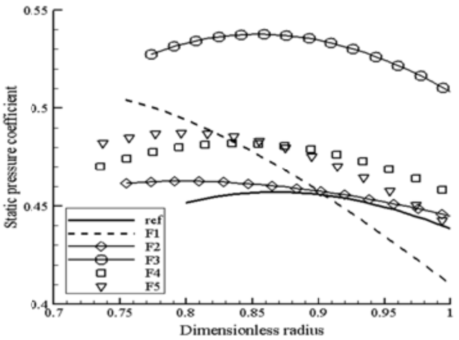
جدول ٤ نتایج به‌دست آمده از بهینه‌سازی برای پارامترهای اصلی

پارامتر کارآیی	η(%)	C_P	G(Kg)
طراحی مبنا	88.54	0.4521	2.7907
F1	89.60	0.4623	2.0631
F2	89.44	0.4573	1.8035
F3	88.17	0.5301	2.8784
F4	89.56	0.4756	1.9338
F5	89.57	0.4740	2.1079

نمودار توزیع شعاعی بازده و ضریب افزایش فشار استاتیک در طول پره برای پنج تابع هدف در شکل‌های (۱۸ و ۱۷) نشان داده شده است.



شکل ۱۷ نمودار تغییرات شعاعی بازده مرحله برای توابع هدف مختلف



شکل ۱۸ نمودار تغییرات شعاعی ضریب افزایش فشار مرحله برای توابع هدف مختلف

همان‌طور که از شکل (۱۷) مشاهده می‌شود، روند تغییرات شعاعی بازده از ریشه به سمت نوک نسبتاً در همه توابع هدف یک روند افزایشی-کاهشی دارد که مقدار ماکزیمم نمودار در شعاع‌های میانی پره اتفاق می‌افتد. هم‌چنین برابر انتظار مشاهده می‌گردد که بیشترین مقدار برای بازده در تابع هدف اول (بهینه یک‌متغیره بازده) به‌دست می‌آید. علاوه بر این در تابع هدف سوم (بهینه یک‌متغیره ضریب افزایش فشار) توزیع شعاعی بازده نسبت به حالت‌های دیگر دارای افت محسوسی است و این امر نشان دهندهٔ این واقعیت است که در طراحی کمپرسور افزایش بیشتر در ضریب فشار به بهای کاهش بازده به‌دست می‌آید. علاوه بر این مشاهده می‌گردد که توزیع شعاعی بازده در توابع هدف ترکیبی بسیار به توزیع شعاعی تابع هدف اول (بهینه بازده) نزدیک است.

از نمودار توزیع شعاعی ضریب افزایش فشار که در شکل (۱۸) آورده شده است، مشاهده می‌شود، زمانی که هدف تنها افزایش بازده باشد (تابع هدف اول)، تغییرات ضریب افزایش فشار از ریشه تا نوک پره زیاد است، به‌گونه‌ای که در شعاع نوک مقدار این ضریب بسیار افت دارد. این مسأله در حالی رخ می‌دهد که در توابع ترکیبی توزیع شعاعی ضریب افزایش فشار بین شعاع ریشه و نوک تغییرات کمی دارند؛ به‌گونه‌ای که در شعاع نوک مقدار این ضریب فاصله کمی با مقدار شعاع ریشه دارد. با مقایسه شکل (۱۸) و شکل (۱۵) مشاهده می‌شود که تغییرات شعاعی ضریب افزایش فشار استاتیک در یک مرحله، مشابه تغییرات شعاعی ضریب پخش در پرهٔ روتور می‌باشد و به‌عبارتی می‌توان استنباط نمود که تغییرات ضریب فشار استاتیک مرحله غالباً متأثر از تغییرات در پرهٔ روتور می‌باشد.

با توجه به این‌که بازده و ضریب افزایش فشار دو پارامتر بسیار مهم در طراحی کمپرسور می‌باشند و این دو پارامتر برابر نتایج ارائه شده دارای رفتار معکوس هم در بهینه‌سازی می‌باشند، بایستی مصالحه‌ای بین این دو برقرار شود که این امر در توابع هدف ترکیبی به‌خوبی اتفاق می‌افتد. هم‌چنین برابر نتایج جدول (٤) ماکزیمم نمودن افزایش ضریب فشار منجر به افزایش قابل توجه در وزن می‌شود که در کمپرسورهای هوایی امری نامطلوب است. لذا افزایش ضریب فشار تا حدی مطلوب است که مقدار وزن و بازده از حد مطلوب خود دور نگردد.

نتیجه‌گیری

در کار حاضر از طراحی شبه‌سه‌بعدی یک مرحله کمپرسور محوری برای بهینه‌سازی استفاده شد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که بهینه‌سازی به‌کمک الگوریتم ژنتیک ترکیبی جواب مناسب‌تری نسبت به الگوریتم ژنتیک می‌دهد. سپس بهینه‌سازی با در نظر گرفتن توابع هدف مختلف انجام شد. چنان‌که از نتایج این بهینه‌سازی مشاهده شد، ترکیب وزنی پارامترها در تابع هدف حالت بهینه‌تری نسبت به بهینه‌سازی یک متغیره دارد. مشاهده شد که بهینه‌سازی براساس ضریب افزایش فشاراستاتیک بیشترین مقدار انحراف در پرهٔ روتور و هم‌چنین کمترین مقادیر انحراف در پرهٔ استاتور را نسبت به دیگر توابع هدف بهینه می‌طلبد. علاوه بر این روند تغییرات شعاعی زاویهٔ برخورد برای

بهینه‌سازی براساس ضریب افزایش فشار استاتیک رفتاری معکوس نسبت به تغییرات شعاعی زاویهٔ انحراف دارد. افزایش ضریب پخش در پرهٔ روتور منجر به افزایش ضریب فشار استاتیک و افزایش ضریب پخش در پرهٔ استاتور منجر به افزایش بازده است. این امر در توابع هدف بهینهٔ ترکیبی به‌خوبی قابل مشاهده می‌باشد که هر چه نسبت وزنی بازده در ترکیب افزایش می‌یابد، مقدار ضریب پخش در روتور کم و در استاتور افزایش می‌یابد. در یک مرحله از کمپرسور محوری، تغییرات ضریب فشار استاتیک مرحله غالباً متأثر از تغییرات در پرهٔ روتور می‌باشد.

هم‌چنین مشاهده گردید که روند تغییرات شعاعی بازده در همهٔ توابع هدف یک روند افزایشی-کاهشی دارد و مقدار ماکزیمم نمودار در شعاع‌های میانی پره اتفاق می‌افتد. به‌علاوه در طراحی کمپرسور ماکزیمم نمودن ضریب افزایش فشار به بهای از دست رفتن بازده و افزایش وزن به‌دست می‌آید و در مقابل ماکزیمم نمودن بازده باعث کاهش شدید در ضریب افزایش فشار نوک پره می‌گردد. لذا می‌بایستی مصالحه‌ای بین این دو پارامتر (بازده و ضریب فشار) برقرار شود که این امر در توابع هدف ترکیبی به‌خوبی اتفاق می‌افتد.

تعریف پارامترهای به‌کار گرفته شده

شعاع پره	r
ارتفاع پره	h
تعداد پره	Z
وتر پره	c
نسبت فاصلهٔ ماکزیمم ضخامت پره به وتر پره	a/c
نسبت فاصلهٔ بین دو پره به وتر پره	S/c
سرعت مطلق مماسی جریان	C_θ
سرعت مطلق محوری جریان	C_z
سرعت نسبی	W
ضریب عکس‌العمل پره	R
سرعت چرخشی	U
ضریب کار	ψ
آنتالپی	H
ضریب اتلاف کلی فشار پره	ω
ضریب صلبیت	σ
زاویهٔ جریان نسبی	β
زاویهٔ جریان مطلق	α
ضریب پخش	DF
نسبت معادل دیفیوژن	D_{eq}
ثابت نیمه‌تجربی استفاده شده در رابطهٔ اتلاف (٤)	K_1
ثابت نیمه‌تجربی استفاده شده در رابطهٔ اتلاف (٤)	K_2
بازده بدون در نظر گرفتن اتلاف دیواره	η_{pro}
بازده با در نظر گرفتن اتلاف دیواره	η
نسبت فشار	PR
ضریب افزایش فشار استاتیک	c_P
ضریب ویژه گرمایی	γ
اختلاف فشار استاتیک	ΔP_s
ضریب افزایش مجاز فشار استاتیک پره	$C_{P\max}$
زاویهٔ برخورد	i
زاویهٔ انحراف پره	δ
پارامتر شکل ایرفویل پره	K_{sh}
پارامتر توان در توزیع سرعت مماسی	n
پارامتر توان در توزیع سرعت مماسی	m
زاویه خط انحنای لبهٔ حملهٔ ایرفویل با خط افق	κ_1
زاویه خط انحنای لبه فرار ایرفویل با خط افق	κ_2
ضریب شیب در رابطهٔ زاویهٔ برخورد (رابطهٔ ١٠)	N
عدد ماخ نسبی	M_{rel}
مساحت ایرفویل مرجع	A_0
وزن مرحله	G
زاویهٔ برخورد مبنای با ضخامت ده درصد	$(i_0)_{10}$
ضریب تصحیح ضخامت طراحی زاویهٔ برخورد	$K_{t,i}$
زاویهٔ انحراف مبنای با ضخامت ده درصد	$(\delta_0)_{10}$
ضریب تصحیح ضخامت طراحی زاویهٔ انحراف	$K_{t,\delta}$
نسبت ضخامت جابه‌جایی متوسط به ارتفاع پره	δ/H
نسبت ضخامت نیروی مماسی متوسط به ارتفاع	τ/H

زیرنویس

شرایط ورود روتور و خروج از استاتور	۱
شرایط ورود استاتور و خروج از روتور	۲

شرایط شعاع مرجع	c	شرایط نوک پره	t
استاتور	s	شرایط ریشه پره	h
روتور	r		

مراجع

1. LI, J., Morinishi, K. and Satofuka, N., "Genetic Algorithms Development for Multiobjective Design Optimization of Compressor Cascade", *J. of Thermal Science,* Vol. 8, No. 3, pp 158-165 (1999).

2. Lee, S.Y. and Kim, K.Y., "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver", *KSME International Journal*, Vol. 14, No. 9, pp. 1005-1012, (2000).

3. Chen, L., Sun, F. and Wu, C., "Optimum design of a subsonic axial flow compressor stage", *Applied Energy,* 80, pp 187-195 (2005).

4. Chen, N., Zhang, H., Huang, W. and Xu, Y., "Study on Aerodynamic Design Optimization of Turbomachinery Blades", *J. of Thermal Science*, Vo1. 14, No. 4, pp. 298-304 (2005).

5. Keskin A. and Bestle D., "Application of multi-objective optimization to axial compressor preliminary design", Aerospace Science and Technology, Vol. 10, No. 7, pp. 581-589 (2006).

6. Mengistu T. and Ghaly W., "Aerodynamic optimization of turbomachinery blades using evolutionary methods and ANN-based surrogate models", *Optim. Eng.*, Vol. 9, No. 3, pp. 239-255 (2008).

۷. سرگلزایی، محسن، مسگرپور طوسی، ابوالقاسم و برومند، مسعود، "بهینه‌سازی تحلیلی یک بعدی یک مرحله کمپرسور محوری به‌کمک الگوریتم ژنتیک"، دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران،AERO2011-6707، (۱۳۸۹).

8. Cumpsty, N.A., "*Compressor aerodynamics*", Krieger Publishing Company, Florida (2004).

9. Aungier, R.H., "*Axial-flow compressors: A strategy for aerodynamic design and analysis*", ASME PRESS, New York, (2003).

۱۰. سرگلزایی، محسن، "بهینه‌سازی یک طبقه کمپرسور محوری نسبت به پارامترهای جریان"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، (۱۳۸۹).

۱۱. سرگلزایی، محسن، مسگرپور طوسی، ابوالقاسم و برومند، مسعود، "بهینه‌سازی تحلیلی شبه سه بعدی یک مرحله کمپرسور محوری به‌کمک الگوریتم ژنتیک"، دوازدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، AERO2013-17380، (۱۳۹۱).

12. Falck, N., "Axial flow compressor mean line design", Master Thesis, Lund University, (2008).

13. Koch, CC., "Stalling pressure rise capability of an axial-flow compressor stage", Trans ASME J Gas Turbines Power 103(4), 645-656 (1981).

۱٤. رائو، اس. اس.، "*بهینه‌سازی (تئوری و کاربرد)* "، ترجمه محمدمهدی شهیدی پور، نشر دانشگاه فردوسی مشهد، (۱۳۷۳).

۱۵. حجاری طاهری، مهدی، "حل مسأله حداقل زمان صعود هواپیمای جت به‌کمک الگوریتم ژنتیک"، پایان نامه دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر، (۱۳۸۳).

16. Mckenzie, A.B., "The design of axial compressor blading based on tests of a low speed compressor", *Proc IMechE*, 194, pp. 103–111, (1980).